

H-IIBロケット

H-IIB Launch Vehicle



こうのとり2号機/H-IIBロケット2号機打ち上げ
Launch of H-IIB Launch Vehicle No.2 with KOUNOTORI2

日本はこれまで、さまざまな研究と実験を重ねながら、独自の技術でロケットを開発してきました。なかでもH-IIAロケットは、信頼性の高い大型主力ロケットとして、各種の人工衛星を打ち上げるミッションを支えてきました。

このH-IIAロケットの打ち上げ能力を高め、国際宇宙ステーション(ISS)や月面への物資輸送など、将来のミッションへの可能性を開くロケットが、H-IIBロケットです。

H-IIBロケットの主要な目的は2つあります。1つは、ISSに宇宙飛行士の生活に必要な物資やISS内の定期交換機器、実験装置・実験用サンプルなどの研究用資材を運ぶ、宇宙ステーション補給機「こうのとり」(HTV)を打ち上げることです。

もう1つの目的は、H-IIAロケットとH-IIBロケットを併せて運用することにより幅広い打ち上げニーズに対応することです。また、高い打ち上げ能力を活かして複数の衛星を同時に打ち上げることでコストの削減を図り、わが国の宇宙産業の活性化に貢献します。

Japan has been developing its own launch vehicles, based upon various researches and experiments. Among launch vehicles, the H-IIA launch vehicle has been supporting satellite launch missions as a major large-scale launch vehicle with high reliability.

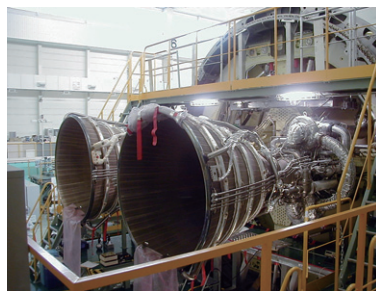
It is the H-IIB launch vehicle that is an upgraded version of the current H-IIA launch capability and will be expected to open the door to a new possibility for future missions, including cargo transport to the International Space Station (ISS) and to the Moon.

The H-IIB launch vehicle has two major purposes. One is to launch the H-II Transfer Vehicle "KOUNOTORI" (HTV) to the ISS. HTV will carry not only necessary daily commodities for the crew astronauts, but also experimental devices, samples, spare parts and other necessary research items for the ISS.

The other is to respond to broader launch needs by making combined use of both H-IIA and H-IIB launch vehicles. In addition, H-IIB's larger launch capability will make it possible to perform a simultaneous launch of more than one satellite, and will reduce the cost. This will contribute to ensuring vitalization of the Japanese space industry.

将来の宇宙ミッションへの扉を開く

Opening the Door to Future Space Mission



© JAXA / MHI



© JAXA / MHI

【能力向上の要：クラスター化】

H-II Bロケットは、H-II Aロケットの技術を活かした、より打ち上げ能力の高いロケットです。液体酸素と液体水素を推進薬とする2段式ロケットで、本体にはポリブタジエン系推進薬を使用した固体ロケットブースター（SRB-A）を装着し、加速を補助します。

H-II Aでは1基だった第1段液体ロケットエンジン（LE-7A）を2基搭載し、標準型で2本だったSRB-Aを4本装備しています。また、第1段タンクの直径を従来の4mから5.2mに拡大し、全長を1m伸長することにより推進薬をH-II Aの約1.7倍搭載します。

このように、いくつかのエンジンを束ねる（クラスター化）方法は、すでに性能の確定しているエンジンを使用できるため、信頼性の維持と短期間かつ低コストで開発を進められるという長所があります。H-II Bロケットは、JAXAでの開発移行前審査から約4年で短期間開発を完了すると共に、平成21年9月11日に宇宙ステーション補給機「こうのとり」技術実証機の打ち上げに成功。日本の技術を証明しました。

【第2段制御落下】

「こうのとり」打ち上げにおいては、主ミッション終了後のロケット第2段をより安全に処置することを目的として、H-II Bロケット2号機から第2段機体の制御落下を実施しています。

【打ち上げ輸送サービスへの移行】

H-II Aロケットに続き、H-II Bロケットも4号機以降の打ち上げ事業を三菱重工業に移管しました。JAXAは地上、海上及びロケット飛行中の安全を確保するための打上安全監理業務を実施しています。

【Key Capacity Improvement: Clustering】

The H-II B launch vehicle is a two-stage rocket using liquid oxygen and liquid hydrogen as propellant and has four strap-on solid rocket boosters (SRB-A) powered by polibutadiene.

The H-II B has two liquid rocket engines (LE-7A) in the first-stage, instead of one for the H-II A. It has four SRB-As attached to the body, while the standard version of H-II A had two SRB-As. In addition, the H-II B's first-stage body has expanded to 5.2m in diameter from 4m of H-II A's one. It has also extended the total length of the first stage by 1m from that of H-II A. As a result of such enhancement, the H-II B can load 1.7 times more propellant than the former.

Clustering several engines, whose performance is already fixed, has the advantage in shortening the period and reducing the cost for its development.

While we have completed the development phase of the H-II B, which was a relatively short period of some four years since the review meeting to move to the development at JAXA, we also successfully conducted an H-II B launch with a technological demonstration vehicle of the KOUNOTORI, a cargo transfer vehicle to the International Space Station, on Sept. 11, 2009, to display Japanese technology.

【Second stage controlled re-entry】

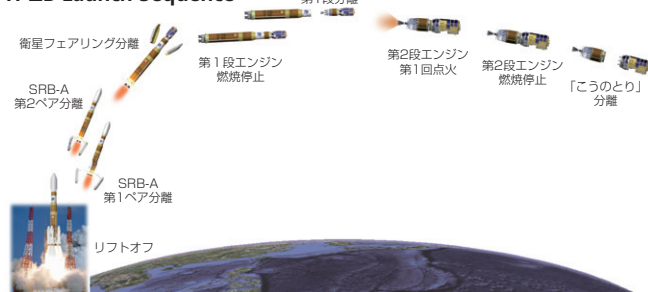
For the KOUNOTORI launch by H-II B, we introduced a controlled re-entry of the H-II B second stage since the second flight in order to safely deorbit the second stage after completing its mission.

【H-II B Launch Service Privatization】

Following the launch service privatization for the H-II A, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. has been in charge of the H-II B launch service from its fourth launch while JAXA takes responsibility of overall launch safety operations to ensure flight safety as well as safety on the ground and sea.

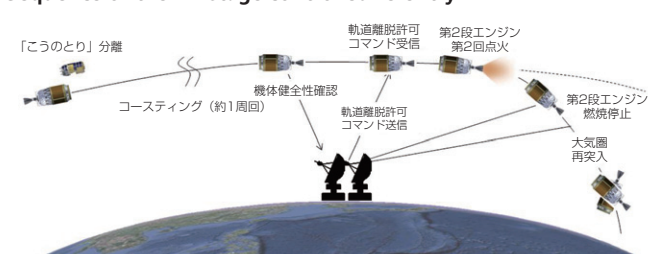
H-II Bロケット飛行シーケンス（「こうのとり」打ち上げ時）

H-II B Launch Sequence



第2段制御落下シーケンス

Sequence of the 2nd stage controlled re-entry



H-II AロケットとH-II Bロケットの比較

Comparison of H-II A and H-II B

諸元 Specifications	全長 Length (m)	H-II Aロケット H2A202 Standard	H-II Bロケット H2B Heavy Lift
		53	56.6
質量（ペイロード重量を含まず） Mass (payload mass not included) (ton)		289	531
最大打ち上げ能力 Maximum Launch Capacity (ton)	SRB-A	2	4
	GTO HTV軌道 Orbit for HTV	4.0	約8
	HTV軌道 Orbit for HTV	—	16.5

宇宙航空研究開発機構

広報部

〒101-8008 東京都千代田区神田駿河台4-6御茶ノ水ソラシティ

Tel.03-5289-3650 Fax.03-3258-5051

Japan Aerospace Exploration Agency

Public Affairs Department

Ochanomizu sola city,4-6 Kandasurugadai,

Chiyoda-ku Tokyo 101-8008,Japan

Phone:+81-3-5289-3650 Fax:+81-3-3258-5051

JAXAウェブサイト

JAXA Website

<http://www.jaxa.jp/>

JAXAメールサービス

JAXA Mail Service

<http://www.jaxa.jp/pr/mail/>



再生紙を使用しています
JSF1402

観測ロケット

Sounding Rockets



	S-310	S-520	SS-520
全長 Length	7.1m	8.0m	9.65m
直径 Diameter	0.31m	0.52m	0.52m
全備重量 Mass	0.7t	2.1t	2.6t
到達高度 Summit altitude	150km	300km	800km

JAXAの観測ロケットは固体燃料を使用したロケットで、高度100km～1,000kmの宇宙空間を飛行しながら落下するまでの間に、各種観測や実験を行う小型飛翔体です。このロケットを利用して、超高層大気や地球周辺の科学、更に天文学などの幅広い科学観測を行っています。また新しい飛翔体システムの開発や、微小重力を利用した材料科学や各種工学実験の分野でも、観測ロケットが使用されています。これらの実験では、計画立案から実験実施まで迅速な対応が可能であり、短期間で実験成果を得ることができます。現在、JAXAが使用している観測ロケットは、S-310型、S-520型、SS-520型の3機種です。

JAXA's sounding rocket is a small flying-vehicle using solid propellant for performing a variety of observations and experiments during its flight at altitudes of 100 km to 1,000 km in space before impact. These rockets are used for a wide range of scientific observations, including those in the upper atmosphere and near the earth, as well as astronomy; the development of new flying-vehicle systems; and the fields of material science using microgravity and various engineering experiments. It is possible to implement these experiments in the short term since it is proposed, and the results of experiment can be quickly obtained. JAXA is currently using three types of sounding rockets: the S-310, S-520 and SS-520.

宇宙科学を身近にする観測ロケットの実験

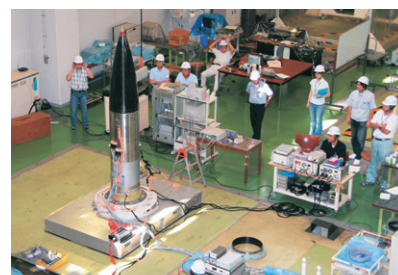
Experiments with Sounding Rockets Make Us Feel More at Home with Space Science

幅広い分野・外部機関との協力で共同研究を実施

観測ロケット実験では、全国の大学などの研究者が提案した実験や機器が搭載されるなど、打ち上げ機会利用の途が広く開かれています。また、日本と海外の研究者が国際協力として互いの技術や経験を持ち寄ることにより、より充実した実験を行っています。

Allowing collaborative research in a wider range of areas and cooperation with external institutions.

Experiments with sounding rockets can be widely used for various purposes; for example, the adoption of experiments and equipment proposed by researchers in universities and other institutions throughout the country. More advanced experiments, for which techniques and experience gained through international cooperative efforts made by both Japanese and foreign researchers, have also been performed.



搭載機器部の試験の様子

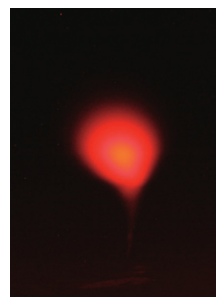
Test of equipment to be loaded

超高層大気及び地球周辺科学の研究観測

気球が到達可能な高度は約50kmまでで、人工衛星の多くは高度250km以上を飛んでいるため、その間の領域を直接測定できるのは観測ロケットだけです。観測ロケットは、この高度領域の中間圏や熱圏、電離圏と呼ばれる空間に存在する希薄な大気やプラズマに関する現象を解明する最も効率的な手段です。

Research and observation of the upper atmosphere and circumterrestrial science

While balloons cannot travel higher than about 50 km, many satellites can fly at altitudes of over 250 km. Thus, only sounding rockets are capable of directly observing a region between these two altitudes. Sounding rocket is the most efficient tool for understanding and elucidating phenomena relevant to the rarefied atmosphere and plasma in the areas of space known as the mesosphere, the thermosphere and the ionosphere in this high-altitude area.



ロケット打ち上げの瞬間（右）、ロケットから放出されたリチウム発光雲（左、提供：北海道大学、高知工科大学）

The moment of rocket launching (right) and Lithium luminescent clouds injected from rocket (left courtesy: HOKKAIDO UNIVERSITY and KOCHI UNIVERSITY OF TECHNOLOGY)



先進的工学実験

地上での実験では大気や重力の影響が大きく、ソーラーセイルの様な大型構造物の展開実験などには限界があります。観測ロケットでは、飛翔中の微小重力かつ高真空の環境を利用して、将来の人工衛星や惑星探査機などに搭載を予定している新しい観測装置や、技術要素の機能の確認など、各種の工学実験を行っています。

Advanced engineering experiments

Since the atmosphere and gravity are very influential in experiments on the earth, there are limitations to the deploy experiment of large structures such as the Solar-sail membrane. Sounding rockets are used for various engineering experiments, using microgravity and high vacuum environments during ballistic flight, including functions and performance verifications of new observation instruments and technical components that are expected to be loaded on future satellites and space explorers.



搭載カメラが捉えたソーラーセイル展開の様子
The deployment of Solar-sail caught by the on-board camera.

海外での打ち上げ

高緯度地域で見られるオーロラは、高い高度から降り込んでくる粒子が高度約100km付近（熱圏下部）に存在する大気粒子を励起することで生じる発光現象です。これまでにJAXAの観測ロケットはノルウェーなど高緯度地方でも打ち上げられ、オーロラ関連現象の観測を行ってきました。

Launched overseas

Aurora seen in high-latitude regions is a luminous phenomenon caused by particles precipitating from higher altitudes that excite atmospheric particles at an altitude of approx. 100 km (the lower part of the thermosphere). The JAXA's sounding rockets have been launched at high-latitude regions such as Norway for the observation of aurora-related phenomena.



オーロラとロケットから放出された白色のTMA（トリメチルアルミニウム）発光
（提供：国立極地研究所）

Aurora and white TMA (Trimethyl Aluminium) luminescence injected from rocket (courtesy: National Institute of Polar Research)

(日本語 Japanese)

<http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/rockets/sounding/>

(英語 English)

<http://www.isas.jaxa.jp/e/enterp/rockets/sounding/>



リサイクル適性(A)
この印刷物は、印刷用の紙へ
リサイクルできます。



再生紙を使用しています
JSF1402

宇宙航空研究開発機構

広報部

〒101-8008 東京都千代田区神田駿河台4-6御茶ノ水ソラシティ
Tel.03-5289-3650 Fax.03-3258-5051

Japan Aerospace Exploration Agency
Public Affairs Department

Ochanomizu sola city,4-6 Kandasurugadai,
Chiyoda-ku Tokyo 101-8008,Japan
Phone:+81-3-5289-3650 Fax:+81-3-3258-5051

JAXAウェブサイト
JAXA Website

<http://www.jaxa.jp/>

JAXAメールサービス

JAXA Mail Service

<http://www.jaxa.jp/pr/mail/>

宇宙科学研究所ウェブサイト

Institute of Space and Astronautical Science Website

<http://www.isas.jaxa.jp/j/>

イプシロンロケット Epsilon Launch Vehicle



イプシロンロケットは高性能と低コストの両立を目指す新時代の固体ロケットです。2006年に運用終了した世界最高性能の多段式固体ロケットであるM-Vロケットを礎に、一層の性能向上を図ると同時に、組立・点検などの運用を効率化することにより、運用コストの低減を実現し、頻繁に打ち上げられるシステムを構築します。2013年9月14日に、内之浦宇宙空間観測所から打ち上げられたイプシロンロケット試験機は、惑星分光観測衛星「ひさき」を正常に分離し、打ち上げに成功しました。今後もシステム構成の簡素化や固体モータの改良などを進め、宇宙産業の裾野拡大を目指します。

The Epsilon Launch Vehicle is a solid-propellant rocket for a new era developed with the objective of achieving a balance between both high performance and low-cost. The Epsilon is based on the M-V Launch Vehicle, a multistage solid-propellant rocket that boasted the world's best performance and was retired in 2006, and its development aims to improve on its forerunner's performance even further, making operations such as assembly and inspections more efficient while building a system with lower operating costs that will enable more frequent launches. On September 14, 2013, the HISAKI satellite (Spectroscopic Planet Observatory for Recognition of Interaction of Atmosphere or SPRINT-A) was inserted into orbit properly after a successful launch of the Epsilon from the Uchinoura Space Center. Future development of the Epsilon Launch Vehicle is underway in such areas as simplifying the system configuration and improving the solid motors with the aim of expanding its base of support for the aerospace industry.

The First Step to Future Launch Vehicles



Launch site work reduced to only seven days

ロケットの自律点検を実現

Autonomous inspection of the rocket

パソコン数台で干ばтил管制

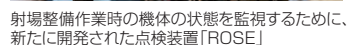
Mobile control by means of a few personal computers

コストを下げ、高頻度に宇宙へ

Frequent launches into space at lower cost

1段射座据え付けから打ち上げ翌日まで(日)

星座 (Zodiac)	人数 (Number of People)
イプシロン/Epsilon	7
M-V	42
ペガサスXL/Pegasus XL	40
トーラス/Taurus	22
ノタウルス/Minotaur	16
ペガ/Vega	不明 (Unknown)



イプシロン諸元等 /Epsilon Specifications		基本形態 Standard Configuration	オプション形態 Optional Configuration
		固体3段式 Three-staged Solid Propellant Launch Vehicle	固体3段式+小型液体推進系 Three-staged Solid Propellant Launch Vehicle + Compact Liquid Propulsion System
諸元 /Specifications	全長/Length(m)	24	
	質量/Mass(ton)	91	
打ち上げ能力 /Launch Capacity	地球周回低軌道 (LEO)	1200kg (250km x 500km)	700kg (500km circle)
	太陽同期軌道 (SSO)	－	450kg (500km circle)



JAXAメールサービス
JAXA Mail Service
<http://www.jaxa.jp/pr/mail/>

H-II Aロケットの打ち上げ能力 Launch Capability of the H-IIA Launch Vehicle

		衛星打ち上げ能力 Launch capability [kg]		
		H2A202	H2A204	H2B
		4S(Φ4mフェアリングFairing)		5SH (HTV用フェアリング)
標準静止トランスファ軌道 遠地点高度36,226 km 近地点高度250 km 軌道傾斜角28.5度 静止化増速量ΔV=1,830m/s	Standard GTO Apogee altitude: 36,226 km Perigee altitude: 250 km Inclination: 28.5 degrees ΔV to GSO: 1,830 m/s	4,000	5,950	—
ロングコースト静止トランスファ軌道* 遠地点高度36,226 km 近地点高度2,700 km 軌道傾斜角20度 静止化増速量ΔV=1,500m/s	Long-Coast GTO Apogee altitude: 36,226 km Perigee altitude: 2,700 km Inclination: 20 degrees ΔV to GSO: 1,500 m/s	2,970	4,820	—
太陽同期軌道 高度800 km 軌道傾斜角98.6度	SSO Altitude: 800 km Inclination: 98.6 degrees	3,300	—	—
低軌道 高度300km 軌道傾斜角30.4度	LEO Altitude: 300 km Inclination: 30.4 degrees	10,000	—	16,500 HTV軌道 Orbit for HTV

*高度化仕様 Upgraded H-IIA
2015年10月31日現在 as of 31 October, 2015

※ペイロードアダプタ質量を100kgと仮定 Setting a mass of payload adaptor at about 100kg

H-II Aロケットの主要諸元 Major Specificantions of the H-IIA Launch Vehicle

	第1段 First Stage	固体ロケットブースター SRB-A	第2段 Second Stage	衛星フェアリング(4S型) Payload Fairing (4S)
全長 [m] Length	37	15	11	12
外径 [m] Diameter	4	2.5	4	4.07
質量 [ton] Mass	114	151 (2 units)	20	1.4
推進薬質量 [ton] Propellant Mass	101	130 (2 units)	17	—
推力 [kN] Thrust	1,098	5,040 最大推力 (2 units) Max Thrust	137	—
燃焼時間 [s] Burning Time	390	100	530	—
推進薬種類 Propellant	液体酸素／液体水素 Lox/LH ₂	ポリブタジエン系 コンポジット固体推進薬 Polybutadiene Composite Solid Propellant	液体酸素／液体水素 Lox/LH ₂	—
比推力 [s] Specific Impulse	440	283	448	—
姿勢制御方式 Attitude Control Method	ジンバル 補助エンジン Gimballed Engine System Auxiliary Engine	ジンバル Gimballed Nozzle System	ジンバル ガスジェット Gimballed Engine System Gas jet System	—
主要搭載電子装置 Avionic	誘導制御系機器 テレメータ送信機 Control Systems, Telemetry Transmitter	—	誘導制御機器 レーダトランスポンダ テレメータ送信機 指令破壊装置 Guidance Navigation, and Control Systems, Radar transponder, Telemetry Transmitter, Command Destruct Receiver	—



宇宙航空研究開発機構
広報部
〒101-8008 東京都千代田区神田駿河台4-6御茶ノ水ノラシティ
Tel.03-5289-3650 Fax.03-3258-5051
Japan Aerospace Exploration Agency
Public Affairs Department
Ochanomizu sola city,4-6 Kandasurugadai,
Chiyoda-ku Tokyo 101-8008,Japan
Phone:+81-3-5289-3650 Fax:+81-3-3258-5051

JAXAウェブサイト（日本語）
<http://www.jaxa.jp/>

JAXA Website（English）
<http://global.jaxa.jp/>



H-II Aロケット
H-IIA Launch Vehicle



2010年5月21日に種子島宇宙センターより打ち上げられたH-IIA17号機

H-II A Launch Vehicle No.17 launched from the Tanegashima Space Center on May 21, 2010.

宇宙への物資の運搬手段であるロケットは、宇宙開発にとってもっとも基本的で、なくてはならない重要なものです。

日本は実用衛星を打ち上げるために、まずアメリカからの技術導入で「N-I」（1975年運用開始）、「N-II」（1981年運用開始）、「H-I」（1986年運用開始）とロケットを開発しつつ技術を蓄積し、「H-II」（1994年運用開始）でロケットの完全な国産化に成功しました。

H-II Aは、H-II で得られた技術を基本に信頼性を確保しつつ、低コスト化とさまざまな打ち上げ能力要求に応えるために開発されたロケットです。H-II と同じ打ち上げ能力を持った形態では、打ち上げ費用はH-II の約半分となりました。H-II Aロケットは、2001年8月に初めての試験飛行に成功し、以降、さまざまな衛星を打ち上げてきました。

13号機から、H-II Aロケットの打ち上げ事業は三菱重工業に移管され、JAXAは地上、海上及びロケット飛行中の安全を確保するための打ち上げ安全監理業務を実施しています。

Space launch vehicles are designed to deliver supplies, satellites and even crewmembers into space. Accordingly, space launch vehicles are an essential and critical element of space missions.

In order to acquire technologies for large satellite launchers, JAXA finally decided to import the rocket technology from the US. Owing to the technology transfer, JAXA began to operate the first and second N series vehicles in 1975 and 1981, respectively. Following these N series, the H-I launch vehicle was developed and its madian flight was conducted in 1986. Based on accumulated rocket technology, the original purely Japanese-made H-II launch vehicle was successfully developed and launched in 1994.

The H-IIA launch vehicle was developed based on H-II technology, with the objectives of reducing launch costs, meeting various launch capability requirements, and ensuring reliability. The launch costs of a model with the same launch capability as H-II has now been cut to about half H-II levels. Since the H-IIA launch vehicle's successful maiden test flight in August 2001, there have been other successful launches.

Since the launch of H-IIA No.13, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. has managed the launch project, with JAXA supervising the projects to help ensure safety on the ground and sea, and during flight.

高い信頼性と低コストを実現したH-IIAロケットが、宇宙利用の可能性を広げます。

High Reliable and Low Cost H-IIA Launch Vehicle Opportunities to Use Space Environment

H-IIAは、2001年から運用を開始した2段式ロケットです。第1段、第2段とも高性能が得られる液体酸素と液体水素を推進薬に使用します。直径4mで、全長は標準で53m。本体横には標準で2基の固体ロケットブースターが装着され、打ち上げ時からほぼ真空になる高度までの加速を補助します。

H-IIAの標準型は静止トランスファー軌道に約4tの衛星を打ち上げる能力がありますが、固体ロケットブースターを4本にすることで、打ち上げ能力を約6tに増やすことができます。

また、H-IIAロケットの増強型として開発され、第1弾の直径を5.2mにして推進剤タンクの容量を増やし、エンジンを2基装備したH-IIBロケットは2009年9月、宇宙ステーション補給機（HTV）技術実証機の打ち上げに成功しました。

H-IIAロケット (H2A202) のしくみ

<第2段>

第2段にはH-IIロケットの第2段用として開発されたLE-5Aエンジンを改良したLE-5Bエンジンが搭載されており、液体酸素と液体水素を推進薬として約137kN（約14t）の推力を発生します。第2段の誘導制御はLE-5Bエンジンのノズルの向きを電動式駆動装置により動かして推力方向を変化させること、および姿勢制御用のガスジェット装置を作動させることにより行います。また第2段エンジンは宇宙空間において着火を2回行うことにより、複数の衛星を異なる軌道へ投入することができます。

<第1段>

標準型の第1段は、中央に配置された液体ロケットと、その左右に各1本取り付けられた固体ロケットブースター（SRB-A）で構成されています。中央の液体ロケットには、H-IIロケットの第1段用として開発されたLE-7エンジンを改良したLE-7Aエンジンが搭載されており、液体酸素と液体水素を推進薬として真空中で約1,100kN（約112t）の推力を発生します。LE-7Aエンジンは、LE-7エンジンの推力を維持しながら、製造方法の簡素化が図られています。SRB-Aは、ポリブタジエン系推進薬を使用した固体ロケットブースターです。6号機の打ち上げ失敗を受けて、新たな開発に取り組み、信頼性の向上とともに打ち上げ能力の回復を図っています。

<誘導制御システム>

誘導制御システムは、H-IIロケットと同じストラップダウン慣性誘導方式であり、慣性センサー・ユニット（リング・レーザー・ジャイロを使用）と誘導制御計算機で構成され、ロケットの飛行位置や速度を常に計算しています。これにより、打ち上げ後は自動的に誤差を修正しながら目的の軌道に向けて飛行することができます。

The H-IIA launch vehicle No. 1 rocket was successfully launched in 2001. The rocket is a two-stage launch vehicle powered mainly by the first and second stages. The engines serve as high performance propulsion system utilizing liquid hydrogen and liquid oxygen propellants. Standing 53 meters tall, the standard H-IIA, dubbed H2A202, has a 4-meters diameter payload fairing and two strap-on solid rocket boosters (SRB-As). The boosters are used to provide extra thrust as the rocket accelerates through the atmosphere.

The standard H-IIA model can put a satellite weighing about 4 tons into geostationary transfer orbit (GTO), and has launch capability enhanced to about 6 tons thanks to 4 solid rocket boosters.

Furthermore, the H-IIB launch vehicle, with two engines, is an enhanced H-IIA, with an increased diameter relative to first model - now 5.2 meters - in order to obtain a bigger capacity propellant tank. It successfully launched the H-II Transfer Vehicle (HTV) Demonstration Flight (HTV-1) in September 2009.

Configuration of H-IIA Launch Vehicle (H2A202)

<Second Stage>

The H-IIA second stage was modified in several ways from its H-II precursor, LE-5A engine.

It is powered by a simplified LE-5B LOX/LH2 engine, which provides some 137 kN (14 tons) of thrust. LE-5B gimbals are used to control the nozzle around pitch and yaw axes while the second stage reaction control system (RCS) uses hydrazine jets used for attitude control. Since LE-5B is a restartable engine, multiple satellites can be put into different orbits.

<First Stage>

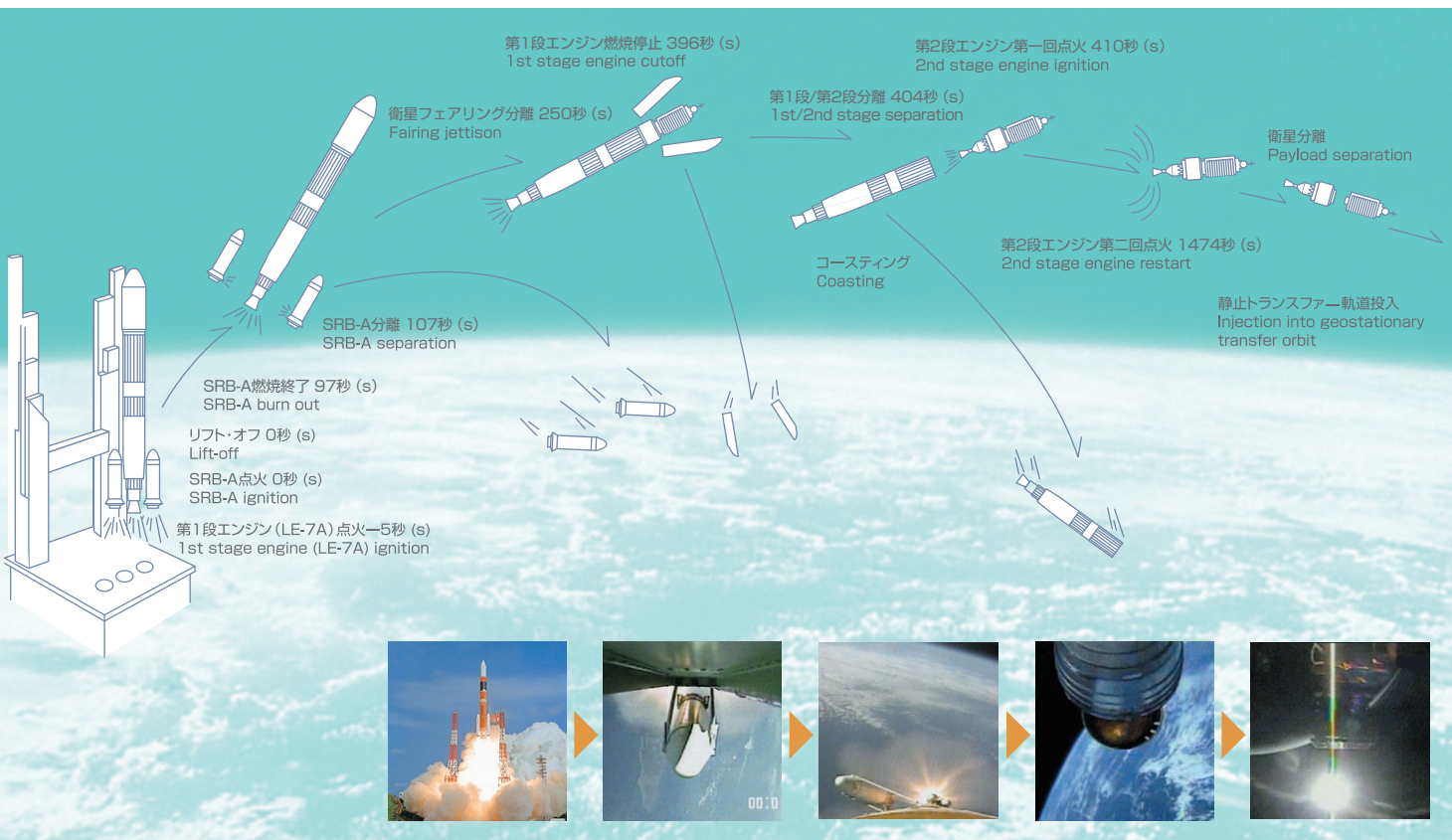
The standard H-IIA first stage consists of a core liquid-fuel engine and a pair of SRB-As. The core liquid-fuel engine LE-7A is modified from LE-7 engine used for the H-II first stage. It burns LOX-LH2 propellant and provides some 1,100 kN (112 tons) of thrust in vacuum, - nearly same thrust as LE-7A, but with a vastly simplified manufacturing process than the problem plagued LE-7. The H-IIA launch vehicle has two strap-on SRB-A solid boosters that burn HTPB solid propellant. JAXA is making efforts to improve both reliability and launch capability by working on new developments, and learning from the H-IIA No.6 launch failure.

<Inertial Guidance System>

The H-IIA launch vehicle uses the same strap-down inertial guidance system as the H-II launch vehicle, consisting of inertial sensor units (ring laser gyro), and guidance control computer. The inertial guidance system computes flight direction and velocity of the rocket and corrects deviations, if any, automatically, thereby controlling the entire vehicle to the designated orbit during flight.

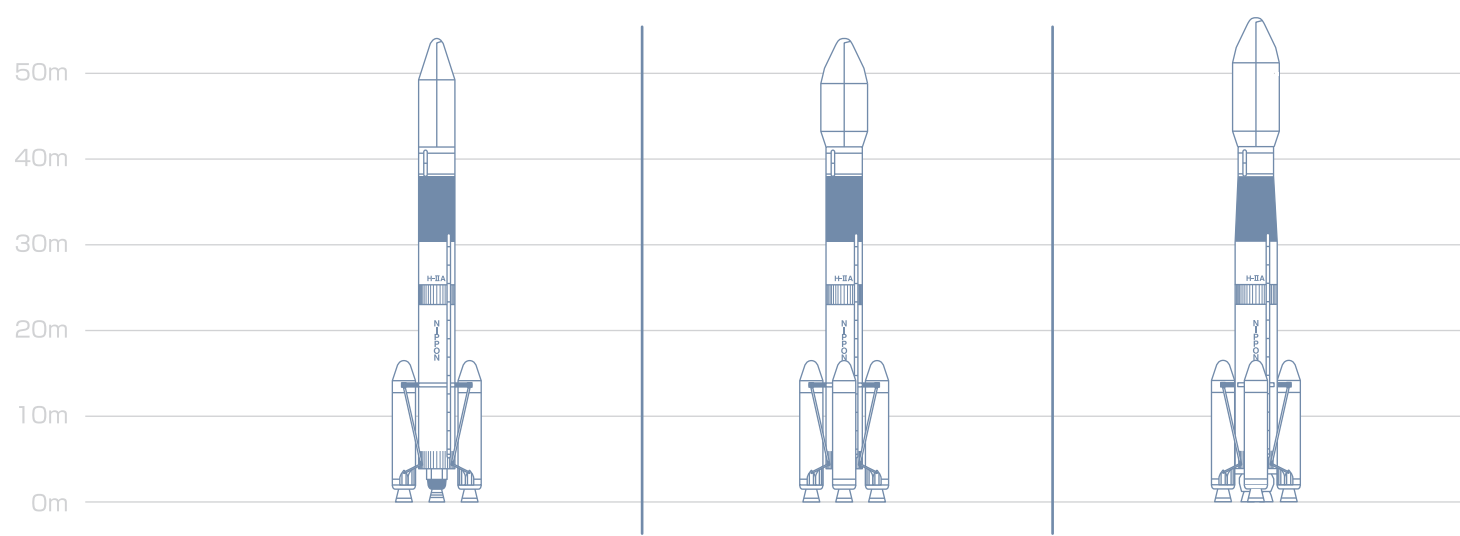
H-IIAロケット (H2A202) 飛行シーケンス例

Typical Flight Sequence of Launch Vehicle (H2A202)



H-IIAロケットラインナップ

H-IIA Launch Vehicle Lineup

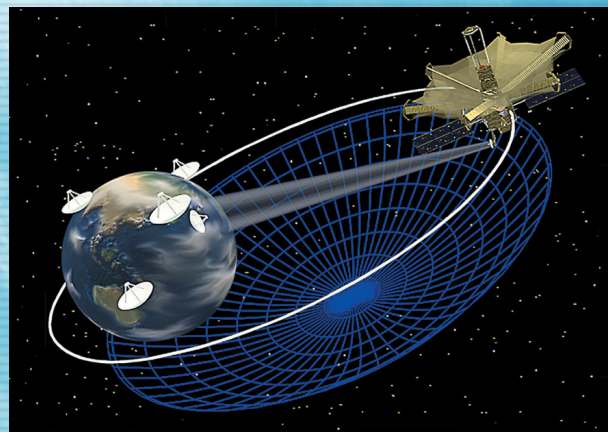


諸元 Item	H2A202 標準型 Standard	H2A204	H2B Heavy Lift
全長[m] Length[m]	53	53	57
質量[ton]* Mass[ton]*	289	443	530
第2段 2nd Stage	1	1	1
第1段 1st Stage	1	1	1
SRB-A	2	4	4
SSB	—	—	—

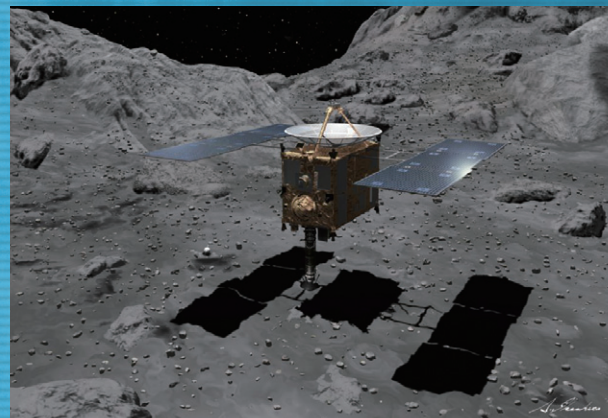
H-IIAの機体名称 H2A a b c (a:1段式/2段式、b:LRBの数、c:SRB-Aの数)
Figures following H2A indicate the number of the first plus second stages, number of LRB, number of SRB-A.

*：人工衛星は含まない。(Not including payload mass)

「はるか」 HALCA



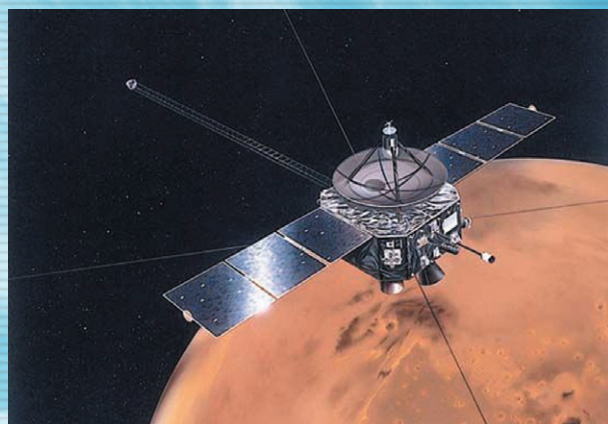
「はやぶさ」 HAYABUSA



「ひので」 HINODE



「のぞみ」 NOZOMI



M-Vロケットは、全段固体燃料を使用する3段式ロケットです。目的に応じてさまざまな軌道に投入される科学衛星の打上げに対応するために、必要に応じて第4段を追加することができます。全段固体推進剤を使い、惑星間軌道にまで衛星を打ち上げることができるロケットは世界でもM-Vだけです。

直径2.5mで全長は30.8m、重量は約140トンで地球低軌道に1.8トンの衛星を打ち上げることができます。5号機までの打ち上げでは、1機ごとに少しずつ改良を加えてきました。特に2000年に4号機の打ち上げに失敗した後は、原因となったノズル内部の材質を全段にわたって変更するという、大がかりな改修を行っています。

これまでM-V型ロケットにより、1997年2月、地上の電波望遠鏡との連携によって天体を高分解能で観察する電波望遠鏡衛星「はるか」を、1998年7月、日本初の火星探査機「のぞみ」を、2003年5月、小惑星探査機「はやぶさ」を、2006年9月、太陽観測衛星「ひので」を打ち上げました。

The fifth generation of Mu series, M-V is a three-stage solid propellant launch vehicle. In order to meet the requirements for future science and planetary missions, the rocket configuration is so flexible that the fourth stage can be added. The M-V launch vehicle is the only rocket in the world as all-stage solid rocket to launch spacecraft into interplanetary orbit.

The rocket measures 30.8 meters in length and 2.5 meters in diameter, and weighs some 140 tons, carrying a 1.8-ton satellite to low earth orbit (LEO). Each of Mu series rockets was modified, and after the third flight of M-V launch vehicle (M-V-4) failed in 2000 due to nozzle problems, the former ISAS took a drastic countermeasure by replacing nozzle materials of all stages.

The M-V launch vehicle successfully launched three spacecraft; HALCA, radio-astronomy satellite to obtain high resolution images by linking with a group of radio telescopes on the ground, in February 1997; NOZOMI, Japan's first Mars surveyor, in July 1998; HAYABUSA, asteroid sample return spacecraft, in May 2003; and HINODE, solar physics satellite in September 2006

(日本語 Japanese)
<http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/rockets/vehicles/m-v/>

(英語 English)
<http://www.isas.jaxa.jp/e/enterp/rockets/vehicles/m-v/>

- (1) 第1段モータケースに、高張力マレージング鋼HT-230を採用。
- (2) 第1段の切り離しと第2段の点火を同時に行なうファイア・イン・ザ・ホール分離方式に対応した1/2段接手と、FLSC (Flexible Linear Shaped Charge) 分離接手の採用。
- (3) 軽量化を図るため、第2段、第3段、キックステージモータに炭素繊維強化複合材料製のモータケースを採用。
- (4) 第3段およびキックステージモータのノズルに、未使用時には短く縮み、使用直前に伸びる伸展ノズルを採用。
- (5) ノーズフェアリングの開頭機構
- (6) ロケットの姿勢を計測するセンサとしてファイバ・オプティカル・ジャイロを採用。

M-V型ロケットの構成・展開図は次のとおりです。

- (1) HT-230M high-strength steel for the first motor cases
- (2) Interstage structure between 1st and 2nd stages that corresponds to FIH (fire in the hole) separation system, as well as Flexible Linear Shaped Charge (FLSC) separation structure
- (3) CFRP motor cases for the second, third and kick stages to realize lighter weight
- (4) Extensible nozzles for the third and kick stages
- (5) Nose fairing opening mechanism
- (6) Fiber Optical Gyro (FOG) to sense vehicle attitude

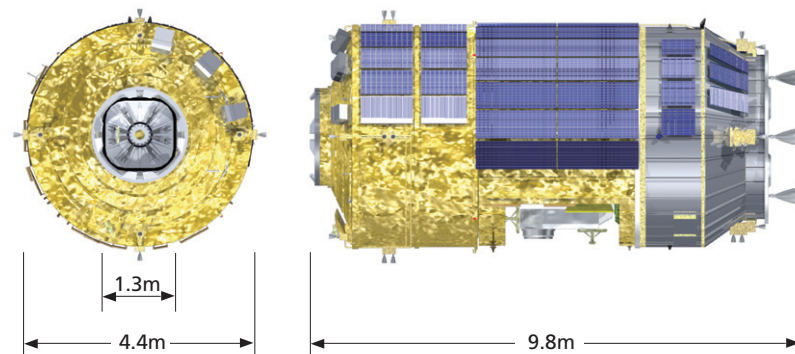
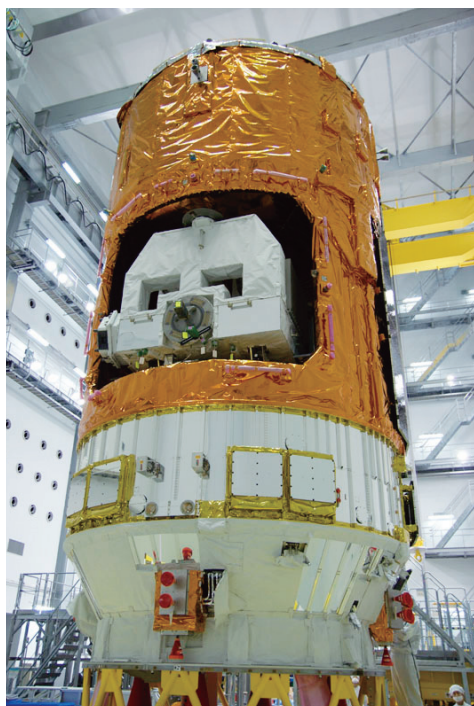


- *: ノズル伸張後
After nozzle extension
- ** : M型ロケットの1段目で4番目に開発されたモータという意味
M-14 stands for 1st stage motor of the forth version

	L-4S	M-4S	M-3C	M-3H	M-3S	M-3S _胎	M-V-1	M-V-5
全長 (m) Total Length	16.5	23.6	20.2	23.8	23.8	27.8	30.7	30.8
直径 (m) Diameter	0.735	1.41	1.41	1.41	1.41	1.41	2.5	2.5
全重量 (ton) Total Weight	9.4	43.6	41.6	48.7	48.7	61	139	140.4
打ち上げ能力 (kg) Payload to LEO	26	180	195	300	300	770	1,800	1,850

主要諸元

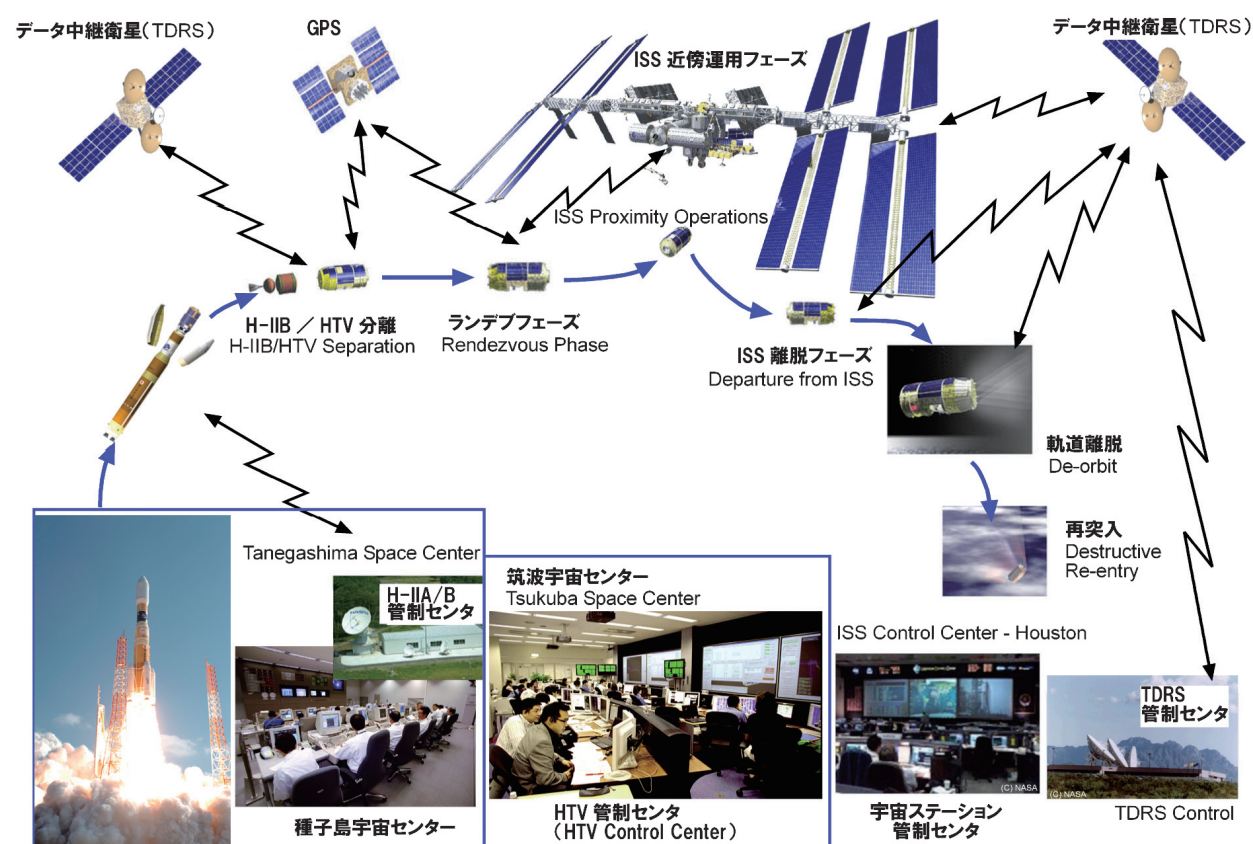
Specification



全長 Length	9.8 m
最大直径 Diameter	4.4 m
ハッチ Hatch	1.3 m
打ち上げ時質量 Total Mass	約16.5トン 16.5tons(at launch)
搭載補給品質量 Payloads	約 6トン (船内+船外物資) 6tons(total)
輸送目標軌道(宇宙ステーション軌道) Rendezvous Target Orbit	高度 350km~460km 軌道傾斜角 51.6度 Altitude 350km-460km Inclination 51.6deg

運用プロファイル

Operation Profile



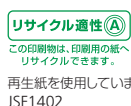
(日本語 Japanese) <http://iss.jaxa.jp/htv/>

(英語 English) <http://iss.jaxa.jp/en/htv/>



宇宙航空研究開発機構
広報部
〒101-8008 東京都千代田区神田駿河台4-6御茶ノ水ソラシティ
Tel.03-5289-3650 Fax.03-3258-5051
Japan Aerospace Exploration Agency
Public Affairs Department
Ochanomizu sola city,4-6 Kandasurugadai,
Chiyoda-ku Tokyo 101-8008,Japan
Phone:+81-3-5289-3650 Fax:+81-3-3258-5051

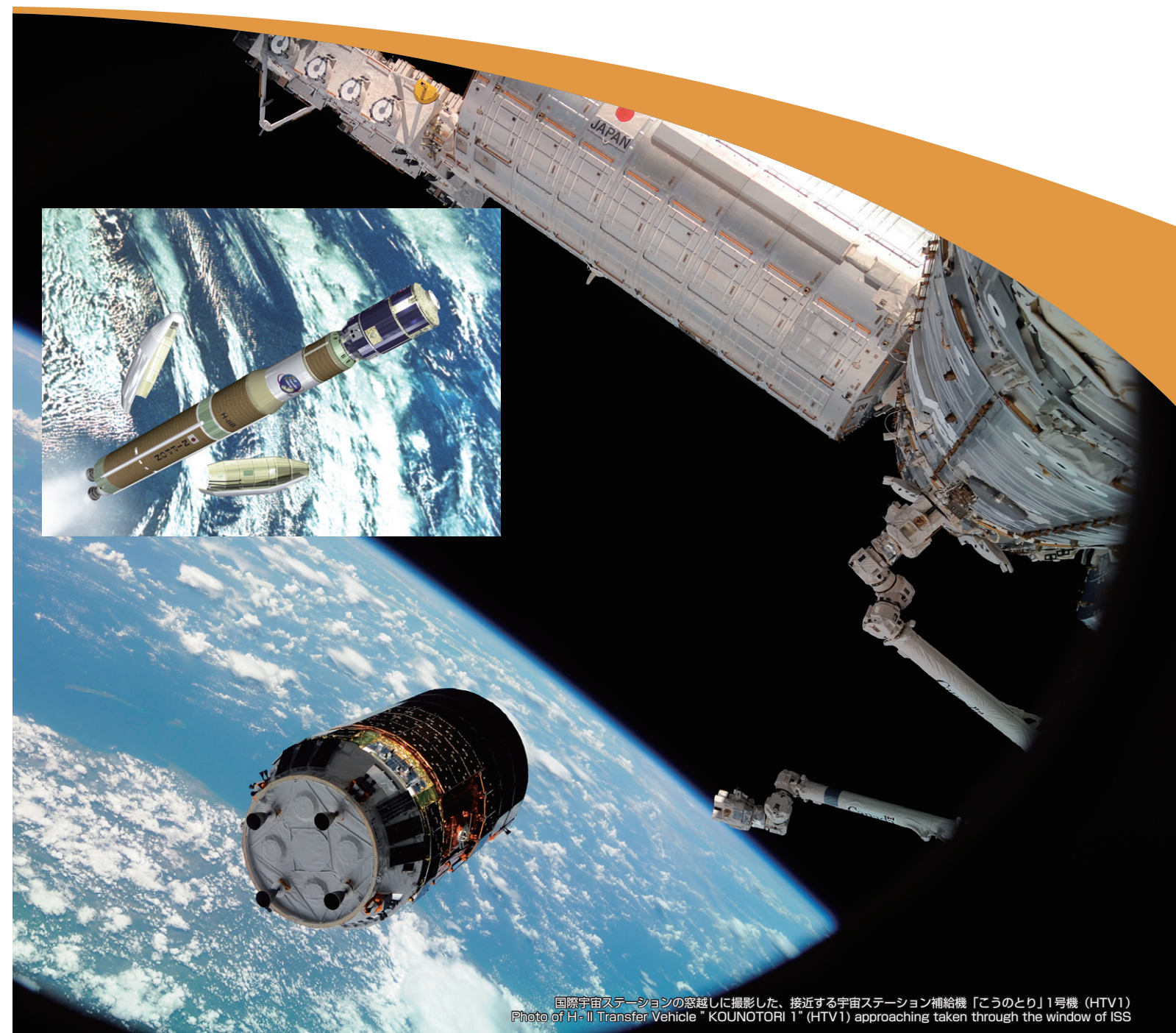
JAXAウェブサイト
JAXA Website
<http://www.jaxa.jp/>
JAXAメールサービス
JAXA Mail Service
<http://www.jaxa.jp/pr/mail/>
宇宙ステーション・きぼう広報・情報センター
<http://iss.jaxa.jp/>



再生紙を使用しています
JSF1402



宇宙ステーション補給機「こうのとり」(HTV) HTV : H-II Transfer Vehicle "KOUNOTORI"



国際宇宙ステーションの窓越しに撮影した、接近する宇宙ステーション補給機「こうのとり」1号機 (HTV1)
Photo of H-II Transfer Vehicle "KOUNOTORI 1" (HTV1) approaching taken through the window of ISS

国際宇宙ステーション(ISS:International Space Station)には、運用期間中、水、食料、衣料などの生活物資や、新しい実験装置、実験用サンプルなどの研究用資材、バッテリーのように定期的に交換が必要な機器などを継続的に運んでいく必要があります。これらのISS運用に必要な物資の輸送は、ISS計画に参加する各国が分担して行うことになっています。

日本は、H-II Bロケットで打ち上げる宇宙ステーション補給機「こうのとり」(HTV : H-II Transfer Vehicle)を開発・運用しています。こうのとり (HTV) は年1機程度打ち上げられ、ISSにさまざまな荷物を運び、ISS計画を支えています。

Various cargos must be transported to the International Space Station at regular intervals during its operational period. The cargos include daily commodities (water, food, clothing, etc.), research materials (experimental units, samples, etc.) and equipment required for regular replacement, such as batteries. Each partner country shares contribution for the ISS resupply mission.

As Japan's responsibility, the H-II Transfer Vehicle "KOUNOTORI"(HTV) is currently under development and operation. One HTV flight will be conducted every year in order to ferry various cargos to the ISS in support of the ISS operation.

こうのとりの(HTV) は国際宇宙ステーションへの効率的な物資補給を実現します。

Efficient Delivery of Supplies to the ISS via HTV

こうのとりの(HTV)は無人の軌道間輸送機で、全長9.8m、最大直径4.4mの円筒形をしています。打ち上げ時質量は約16.5トンで約6トンの物資を運ぶことができます。物資は、ISSへの係留時に内部に宇宙飛行士が入り作業できる「補給キャリア与圧部」と、日本の実験モジュール「きぼう」の船外実験プラットフォームに装着する実験装置等の曝露ペイロードを運ぶ「補給キャリア非与圧部」という2つの貨物区画に搭載します。

ISSへの補給手段は、こうのとりの(HTV)以外に、ロシアのプログレスと欧州のATVがありますが、船内用・船外用のどちらの物資も輸送できることが、こうのとりの(HTV)の特長の1つです。

貨物区画の後ろには航法電子機器を搭載した「電気モジュール」と、軌道を変更してISSにランデブするための「推進モジュール」を有します。

こうのとりの(HTV)は、人工衛星、ロケット、「きぼう」の開発で培われた技術の集大成であり、将来の有人システム技術の基盤になります。

打ち上げにはH-IIAロケットの第1段の直径を4mから5.2mにして、LE-7Aエンジンを2機装着し、打ち上げ能力を増強したH-IIBロケットを使います。

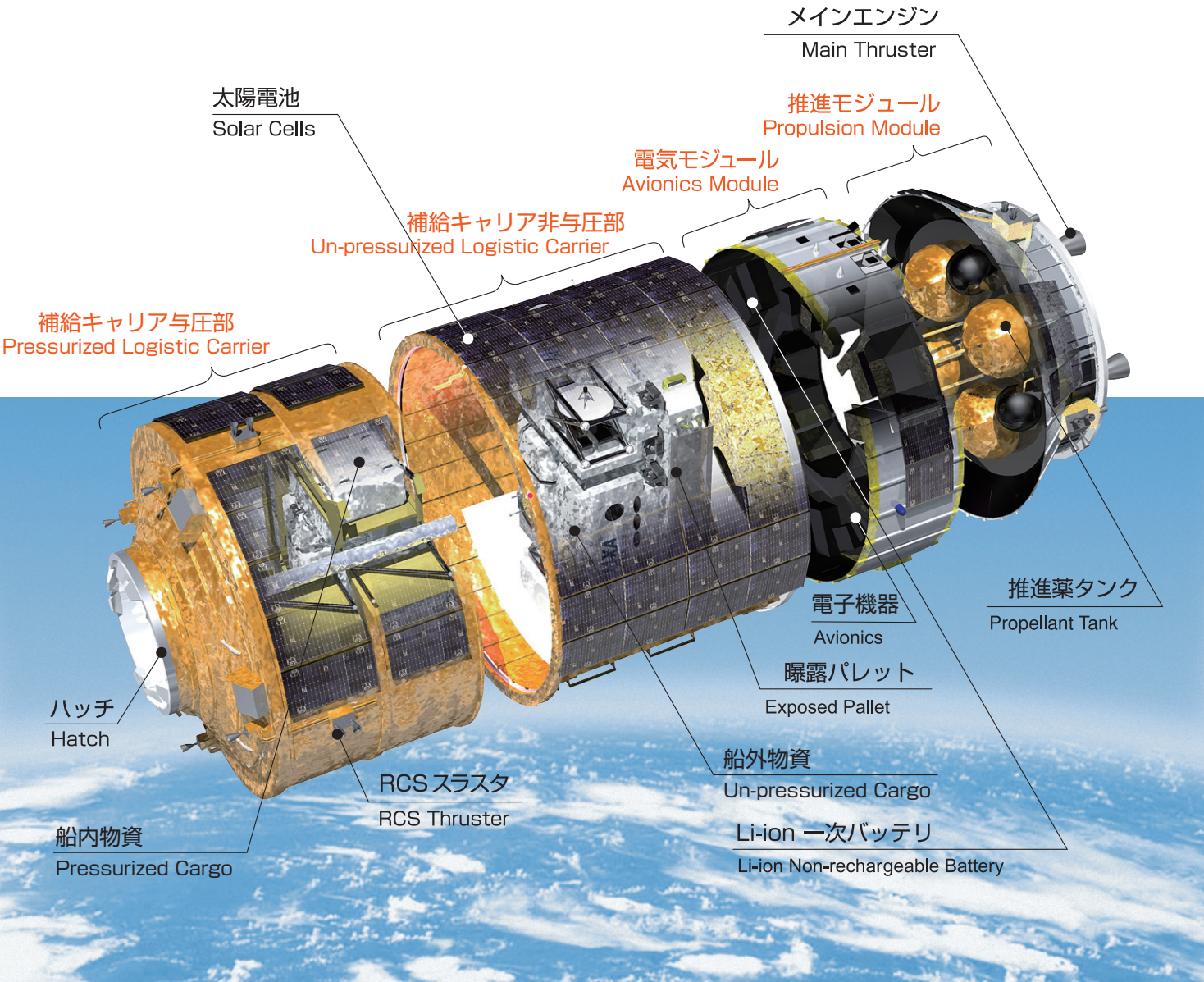
Japan's H-II Transfer Vehicle (HTV), nicknamed "KOUNOTORI", is an unmanned inter-orbital transfer vehicle that measures 9.8 meters in length and 4.4 meters in maximum diameter. Its initial mass at launch is 16.5 tons and it can carry a total payload of 6 tons accommodated in its logistic carriers. "KOUNOTORI" has two types of logistics carriers: the Pressurized Logistics Carrier where crewmembers can work inside when "KOUNOTORI" is berthed to the ISS, and the Unpressurized Logistics Carrier used to transport experimental devices to be mounted on the Exposed Facility of the Kibo Japanese Experiment Module.

In addition to Japan's "KOUNOTORI", the Russian Progress and ESA's ATV also serve as ISS cargo transfer vehicles. However, one of the unique advantages of "KOUNOTORI" is that the vehicle can deliver two types of cargo: materials used onboard and outboard the ISS.

The multiple electronic devices carried by the Avionics Module and the engines of the Propulsion Module in the aft part of "KOUNOTORI" enable the vehicle to change its orbit so that it can rendezvous with the ISS.

"KOUNOTORI" is a culmination of technologies created in the course of Japan's development of satellites, rockets and "Kibo" to serve as a platform for manned systems technology in the future.

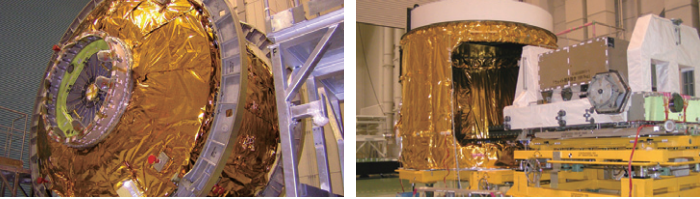
"KOUNOTORI" is launched by the H-IIB launch vehicle which has enhanced launch capacity achieved by the enlargement of its first stage diameter to 5.2 meters, compared with the H-IIA vehicle's 4 meters, and the use of two clustered LE-7A engines.



大型物資の輸送

1 気圧に保たれた与圧部にはISS への船内物資(実験ラック、食料、衣料など) が搭載されます。宇宙飛行士より荷降ろしが行われた後、ISSから離れる前に不用品を搬入します。与圧部には大型の1.3m四方のハッチが装備されており、大型の実験ラックをISSへ輸送できる唯一の宇宙船となっています。非与圧部には、側面の開口部から曝露パレットが収納され、船外物資(船外実験装置など)が搭載されます。このように大型の船外物資を柔軟に輸送できるのは、こうのとりの(HTV)だけになります。

こうのとりの1号機 (HTV1) の補給キャリア (左: 与圧部、右: 非与圧部)
HTV1 Logistic Carrier left: Pressurized Section, right: Un-pressurized Section



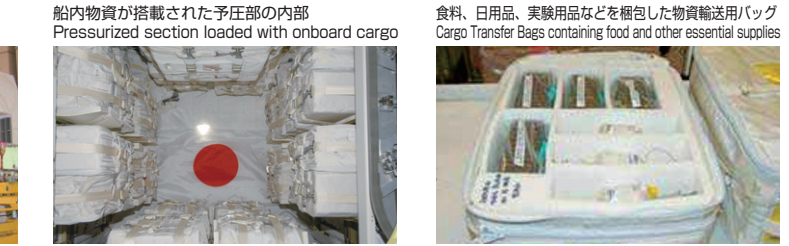
ランデブ・キャプチャ

こうのとりの(HTV)はH-IIBロケットと分離した後、地上からの支援を受けながら高度と距離をあわせ、ISSに自動的にランデブ接近します。最終的には、ISSの500m下からゆっくり上昇し、「きぼう」の下約10mの位置に停止します。その後、ISSのロボットアームでこうのとりの(HTV)をつかみ(キャプチャ)、ドッキングポートに結合します。このキャプチャ方式はこうのとりの(HTV) で初めて開発された技術で、米国企業が追隨して同様な方式で輸送機を接近させることを計画しています。

なお、こうのとりの(HTV)のランデブには、技術試験衛星VII型「おりひめ・ひこぼし」において実証されたアルゴリズムが活用されています。

Transporting large cargo

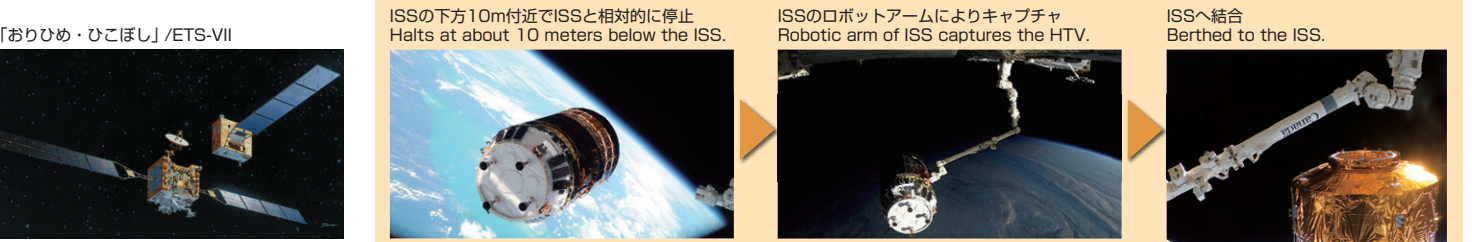
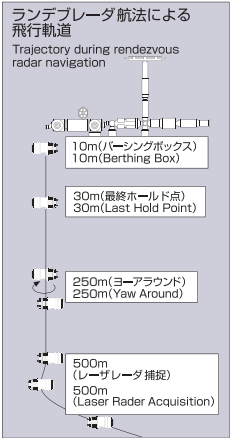
The pressurized section maintained at one atmosphere (atm) is used to transport materials for use onboard the ISS such as experimental racks, food and clothing. After the astronauts finish unloading the cargo and supplies, the pressurized section is loaded with used and waste materials. "KOUNOTORI" is the only spacecraft that can carry large experimental racks through the 1.3-meter square hatch of its pressurized section. A side opening in the unpressurized section allows the exposed pallet carrying unpressurized cargo, typically experimental devices, to be transported. "KOUNOTORI" is the only spacecraft that can flexibly transport such large unpressurized cargo.



Rendezvous and capture

After separating from the H-IIB launch vehicle, "KOUNOTORI" automatically performs a rendezvous approach to the ISS while receiving support from the ground station to adjust its altitude and distance. At the final stage of approach, "KOUNOTORI" slowly ascends from 500 meters below the ISS and holds at a point approximately 10 meters below the Kibo. Then the crew uses the ISS robotic arm to capture "KOUNOTORI" and berth it to the docking port. This capture system was an original technology expressly developed for "KOUNOTORI", and it has since been utilized by a U.S. company for a similar system to enable the approach of other spacecraft.

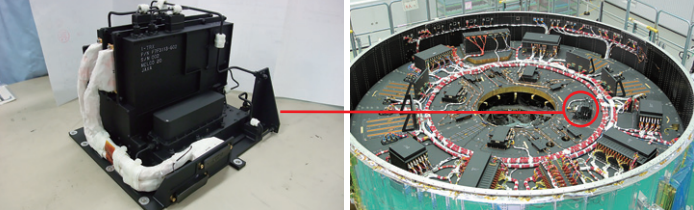
"KOUNOTORI" rendezvous operations use an algorithm that was verified in the Engineering Test Satellite No. 7 mission using the Orihime and Hikoboshi satellites.



効率化の取り組み

こうのとりの(HTV)がより確実に、また効率的にISSへ補給を継続するために、一部の機器の国産化を進めています。国産化が進むことにより、継続的な生産体制の維持や価格の安定等が図られます。こうのとりの2号機(HTV2)では、ISSとの通信を行うための通信装置を国産化し、また与圧部内を国産のLED照明装置に置き換えました。こうのとりの2号機(HTV2)、こうのとりの3号機(HTV3)では、通信装置や姿勢・軌道を制御するスラスタを国産化しました。今後も、順次国産製品に置き換えていく予定です。

電気モジュールへ搭載された国産の通信装置
Domestically manufactured communication devices installed in the Avionics Module



Efficiency improvements

To ensure that "KOUNOTORI" will continue to deliver supplies to the ISS with higher reliability and efficiency, certain units are being domestically manufactured with the positive effects of sustainable systems for continuous production and stabilized costs. In "KOUNOTORI2" (HTV2), a Japan-made communication device was employed for communicating with the ISS and LED lighting devices inside the pressurized section have also been replaced with domestically manufactured ones. Some onboard devices on "KOUNOTORI2" and "KOUNOTORI3" such as communication subsystem, reaction thrusters, etc. were changed to domestic products. Replacement to Japanese made devices will continue for "KOUNOTORI" series.

国産のLED照明装置
Domestically manufactured LED lighting devices



基幹ロケット高度化

H-IIA Upgrade



基幹ロケット（H-IIAロケット）は運用開始から10年以上が経過し、その間、世界トップレベルの優れた運用成果を挙げてきています。

「基幹ロケット高度化」プロジェクトは、今後も我が国の自立的な宇宙空間への物資輸送能力を維持・向上していくため、より多様なミッションへの対応能力、ペイロード（衛星など）の搭載環境を向上させることを目的としています。これにより、わが国の宇宙開発利用のより一層の拡大・推進を図ると同時に、H-IIAロケットの国際競争力の向上を目指します。

The H-IIA launch vehicle is the workhorse that has provided Japan with reliable, independent and guaranteed access to space since 2001.

As the first step toward the National Flagship Launch System in the next generation, the H-IIA upgrade project aims at improving the vehicle's geostationary transfer orbit (GTO) mission capabilities and payload environment conditions. This will enable Japan to promote R&D and utilization of space, as well as to enhance the international competitiveness of the H-IIA launch vehicle.

H-IIAロケットの新たな挑戦

A new challenge for the next stage

本プロジェクトでは、H-IIAロケットの2段機体を中心とした改良を行い、静止衛星の打ち上げ性能を向上させ、国際競争力を強化します。また、地上設備を簡素化することにより効率的なロケット運用の実現を目指します。

1 静止衛星打ち上げ性能の向上

長時間飛行技術等の獲得により、第2段機体が宇宙空間を長時間慣性飛行できるようになりました。これにより、静止衛星打ち上げにおいて、衛星をより静止軌道に近い軌道に投入することが可能となり、衛星が静止軌道到達に必要な増速量の低減、衛星の長寿命化に貢献します。また、本機能を活用して、惑星探査など特殊なミッションの打ち上げ可能期間を拡大します。

2 衛星搭載環境の緩和

ペイロード分離時の衝撃環境を現状の約4,100Gから世界最高水準の1,000G以下に低減することで、衛星の負担を大幅に低減します。これにより、衛星の設計自由度を格段に向上します。

3 地上レーダ不要化に向けた航法センサの開発

地上レーダ局に頼らず、ロケットに搭載した航法センサにより飛行安全管制に必要な位置情報取得を可能とし、打ち上げインフラ設備の最小化を図ります。

We will achieve more efficient launch vehicle operations by improving H-IIA launch capability and its global competitiveness, and simplifying the ground facility.

1 Long-coasting capability

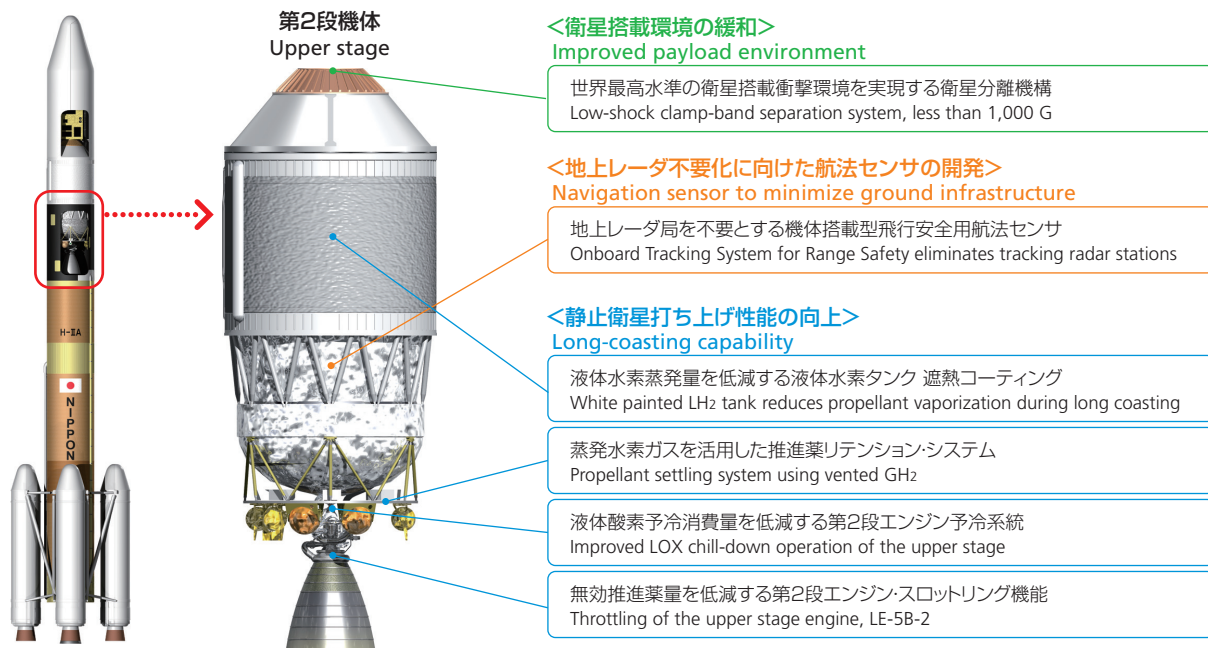
The coasting duration of the H-IIA upper stage will be enhanced from one hour to five hours by improving cross-cutting cryogenic propulsion technologies. This will enable to inject a spacecraft closer to geostationary orbit (GSO) than our current standard transfer orbit to extend the fuel life of satellites, while also extending limited launch windows for planetary exploration missions.

2 Improved payload environment

The payload shock environment will be reduced from 4,100G to below 1,000G by a non-explosive clamp-band separation system. This allows sensitive equipments to be located closer to separation plane and problems with current pyrotechnic release devices will be mitigated.

3 Navigation sensor to minimize ground infrastructure

An onboard navigation sensor for range safety will be demonstrated that provides navigation data for range safety without tracking radar stations. This concept is intended to minimize the ground infrastructure and reduce cost of operation and maintenance.



諸元 / Specifications

		H-IIAロケット(現行)/H-IIA (current version)		H-IIAロケット(高度化仕様)/H-IIA upgrade	
		H2A202	H2A204	H2A202	H2A204
打ち上げ能力 (ton) Launch capability, ton	ロングコースト・静止トランスファ軌道 (軌道傾斜角20度, 近地点高度2,700km; 静止化増速量1,500m/s) Long-coast GTO (Inclination: 20 deg, Perigee altitude: 2,700km; ΔV to GSO: 1,500 m/s)	—	—	2.97 ton	4.82 ton
	標準・静止トランスファ軌道 (軌道傾斜角28.5度, 近地点高度250km; 静止化増速量1,830m/s) Standard GTO (Inclination: 28.5 deg, Perigee altitude: 250km; ΔV to GSO: 1,830 m/s)	4.0 ton	6.0 ton	—	—
衛星衝撃環境(最大レベル) Payload Shock Environment (Maximum level)		4,100 G		1,000 G	

2015年10月31日現在 as of October, 2015

※ペイロードアダプタ質量を100kgと仮定 Setting a mass of payload adaptor at about 100kg

国立研究開発法人
宇宙航空研究開発機構
広報部

〒101-8008 東京都千代田区神田駿河台4-6御茶ノ水ソラシティ
Tel.03-5289-3650 Fax.03-3258-5051

Japan Aerospace Exploration Agency
Public Affairs Department

Ochanomizu sola city, 4-6 Kandasurugadai,
Chiyoda-ku Tokyo 101-8008, Japan

Phone:+81-3-5289-3650 Fax:+81-3-3258-5051

JAXAウェブサイト(日本語)
<http://www.jaxa.jp/>

JAXA Website (English)
<http://global.jaxa.jp/>



再生紙を使用しています
JSF1603